第 38 卷第 3 期 工 程 热 物 理 学 报 Vol.38, No.3
2017 年 3 月 JOURNAL OF ENGINEERING THERMOPHYSICS Mar., 2017

预混多喷嘴火焰自激振荡燃烧的实验研究

柳伟杰 葛 冰 田寅申 臧述升 翁史烈

(上海交通大学机械与动力工程学院，叶轮机械研究所，上海 200240)

摘 要 针对甲烷/空气预混多喷嘴火焰的自激振荡燃烧进行了激光可视化实验研究。采用动态压力传感器记录压力脉动，利用激光诱导荧光技术对多喷嘴火焰结构进行相同步测量。实验结果表明，多喷嘴燃烧室的压力脉动频率为 41 Hz，幅值为 1370 Pa。火焰沿着轴向发生周期性跳动，在 0°～60° 相位时，喷嘴发生回火。中心火焰的推举高度比外侧火焰高，但燃烧反应强度低于外侧火焰。在相邻火焰干涉区发生局部熄火与重新点燃，相邻火焰干涉区和火焰根部区的不稳定热释放和压力脉动的耦合是引起预混多喷嘴火焰自激振荡燃烧的主要原因。

关键词 预混燃烧；多喷嘴火焰；自激振荡燃烧；相同步激光诱导荧光测量
中图分类号: TK39 **文献标识码**: A **文章编号**: 0253–231X(2017)03–0672–06

Experimental Study on Self-Excited Combustion Oscillation in a Premixed Multi-Nozzle Flame

LIU Wei-Jie GE Bing TIAN Yin-Shen ZANG Shu-Sheng WENG Shi-Lie

(*School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai* 200240, *China*)

Abstract Experimental study on combustion oscillation in a premixed methane/air multi-nozzle flame is conducted with laser diagnostic technology. Dynamic pressure is recorded using pressure transducers. Phased-locked planar laser-induced fluorescence (PLIF) is employed to identify flame structure. Experimental results show that the frequency of pressure fluctuation in the combustor is 41 Hz with the corresponding amplitude being 1370 Pa. The multi-nozzle flame oscillates along the axial direction periodically. The flame flashes back into the burner during phase 0° to phase 60°. The liftoff height of center flame is larger than that for outer flame, however, the combustion intensity is lower. The multi-nozzle flame is local extinguished and re-ignited alternately in the interacting region. The coupling of unsteady heat release with the pressure oscillation in the interacting region and flame base region is the main reason for inducing self-excited combustion oscillation of the premixed multi-nozzle flame.

Key words premixed combustion; multi-nozzle flame; self-excited combustion oscillation; phase-locked PLIF

0 引 言

为了降低污染物排放，现代燃气轮机燃烧室通常采用贫预混燃烧技术。然而，工作在贫预混状态下的燃气轮机燃烧室易于发生振荡燃烧 [1–3]。振荡燃烧将会缩短燃烧室使用寿命，对燃烧室造成结构破坏。同时，振荡燃烧会引发间歇性回火，对燃气轮机的安全运行造成危害。因此，振荡燃烧的研究已成为现代燃气轮机燃烧的一个重点研究领域。

由于实验测量的便利性，目前大部分科研人员主要针对单喷嘴火焰开展研究。Meier 等人 [4] 采用多种光学测量手段对单喷嘴预混火焰自激振荡燃烧进行了实验研究，结果显示燃烧振荡过程中燃烧室的压力、流场、温度场、火焰结构和组分浓度均发生了明显的周期性波动。Temme 等人 [5] 采用粒子图像速度仪对贫预混火焰振荡燃烧进行了相同步测量，发现振荡燃烧引发了回火。Huang 等人 [6] 和 Kang 等人 [7] 通过火焰瑞利因子分布揭示出振荡燃烧热释放与压力脉动的耦合关系。

实际燃气轮机通常采用环形或管型布置的多喷嘴燃烧器结构。多喷嘴燃烧器既可以增加燃烧室的热负荷和负荷调节比，又可以提高喷嘴运行的稳定性。多喷嘴燃烧室内由于喷嘴火焰间的相互耦合干涉作用，导致多喷嘴火焰燃烧规律和动态特性

收稿日期: 2016-08-31; **修订日期**: 2017-02-19
基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No.51206109)
作者简介: 柳伟杰 (1989–)，男，博士研究生，主要从事燃气轮机燃烧室低排放燃烧技术研究。 **通信作者**: 臧述升，研究员，sszang@sjtu.edu.cn

与单喷嘴火焰明显不同 [8,9]。宋权斌等人 [10] 对合成气单喷嘴和多喷嘴燃烧室的动态特性进行了比较分析，结果显示多喷嘴燃烧室能够降低燃烧噪声。Szedlmayer 等人 [11] 针对五喷嘴火焰开展了实验研究，发现在低频处多喷嘴火焰抑制了扰动，而单喷嘴火焰则放大了扰动。因此，相比于单喷嘴火焰研究，对多喷嘴火焰燃烧振荡规律及触发机理的研究显得尤为重要。

本文针对甲烷/空气预混多喷嘴火焰的自激振荡燃烧进行了实验研究，分析了多喷嘴火焰燃烧动力学过程和振荡燃烧的触发机理，研究了相邻火焰耦合干涉作用对多喷嘴火焰振荡燃烧的影响，为多喷嘴火焰振荡燃烧的研究和抑制提供实验依据。

1　多喷嘴燃烧器结构

单个预混喷嘴的结构如图 1 所示。该喷嘴由燃料预混器、预混段和旋流器组成。燃料预混器由 4 个相互垂直的直叶片组成，安装在旋流器上游 90 mm 处。在直叶片内部开设了燃料流道，每个叶片的正反面各开有两排直径为 1 mm 的燃料喷射孔，每排燃料孔的个数为 3 个。燃料的喷射方向垂直于空气来流。燃料通过喷射小孔喷出后与来流空气发生充分掺混，在预混段内形成充分混合的预混气。旋流器由环形旋流通道和中心通道组成，安装在距离喷嘴出口 36 mm 上游处。环形旋流通道由 8 个旋流叶片组成，旋流器叶片的安装角度为 37°。在旋流器中心通道下方安装了一片多孔板，多孔板上开设有 30 个大小相等直径为 2 mm 的小孔。喷嘴的出口直径 d= 34 mm，旋流器中心通道直径为 24 mm。

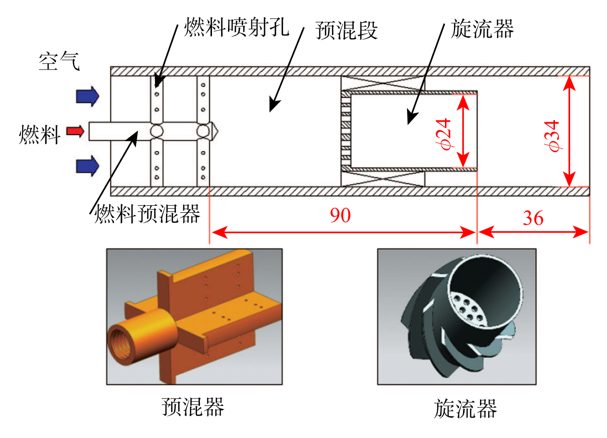


图 1　单喷嘴结构示意图

Fig. 1　Schematic of the structure of one single nozzle

多喷嘴燃烧器由五个相同的单喷嘴组成，如图 2 示。其中，外侧四个喷嘴等距正交布置在中心喷嘴的四周，外侧喷嘴与中心喷嘴的距离为 $2d$。多喷嘴燃烧器的外侧四个喷嘴气流的旋流方向为顺时针方向，中心喷嘴气流的旋流方向与外侧喷嘴相反。

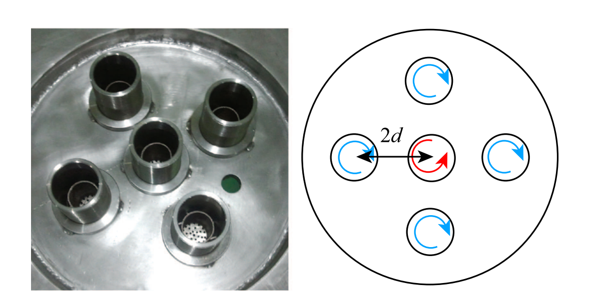


图 2　多喷嘴燃烧器

Fig. 2　Multi-nozzle burner

2　实验系统及测量手段

2.1　多喷嘴燃烧实验系统

多喷嘴燃烧实验系统如图 3 所示，包括空气供应系统、燃料供应系统、燃烧实验台和冷却水系统。燃烧所需的空气由罗茨风机供给，通过调节风机电源频率改变供给的空气流量。燃料由瓶装天然气提供，经过减压后采用质量流量控制器调节所需的燃料量。进入每个喷嘴的燃料由安装在喷嘴上游的燃气集气腔均匀提供。实验过程中空气的质量流量为 47.55 g/s，甲烷的质量流量为 1.69 g/s。此时混合物的当量比为 0.61，对应的燃烧室热负荷为 90 kW。

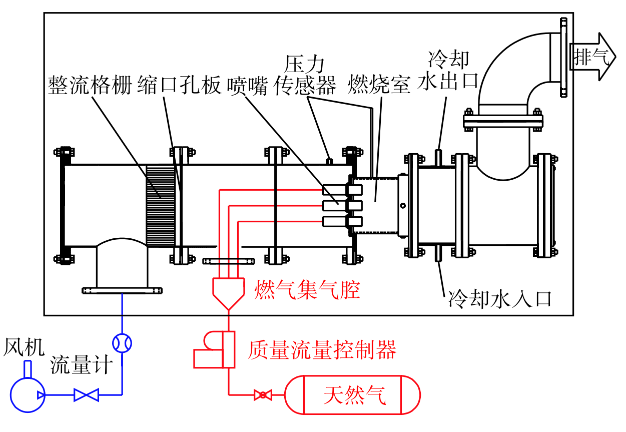


图 3　多喷嘴燃烧实验系统图

Fig. 3　Schematic of the multi-nozzle combustion test rig

燃烧实验台主要由入口段、燃烧室、出口排气段组成。为了保证入口空气流动均匀，同时避免上游空气扰动与燃烧室内压力脉动的相互影响，在燃烧室入口段安装了整流格栅和缩口孔板。燃料与空气在

预混喷嘴内完成充分混合后进入燃烧室燃烧。为了便于光学测量，采用圆形可视化石英燃烧室，燃烧室的内径为 290 mm。燃烧完成后的高温燃气通过出口排气段排出。在出口排气段上安装了水冷套，用于排气段壁面的冷却。

2.2 动态压力测量

为了监测燃烧振荡过程中空气入口及燃烧室的压力脉动情况，在空气入口段和燃烧室分别布置了 Kulite XTL-190(M) 型压力脉动传感器。燃烧室的压力脉动传感器位于喷嘴出口下游 90 mm 处，压力的采样频率为 2500 Hz。由于燃烧室壁面的温度远远超出压力传感器的允许工作温度，为了避免传感器被高温损毁，在垂直于燃烧室壁面上引出动态压力引管，如图 3 所示。引压管的长度为 300 mm，管径为 6 mm。

视引压管内的介质是可压缩流体，在管内能够产生腔振效应。将引压管近似为一个二阶系统，它的幅频特性和相频特性分别为

$$|H(\mathrm{j}\omega)| = \frac{1}{\sqrt{\left(1-\frac{\omega^2}{\omega_0^2}\right)^2 + 4\zeta_0^2\frac{\omega^2}{\omega_0^2}}} \tag{1}$$

$$\phi(\omega) = -\arctan\left[2\zeta_0\frac{\omega}{\omega_0}\Big/\left(1-\frac{\omega^2}{\omega_0^2}\right)\right] \tag{2}$$

其中，$\zeta_0 = \dfrac{16v}{d^2\omega_0}$ 为引压管的阻尼比，v 为介质的运动黏度。实验中测得的燃烧室压力波动特征频率为 41 Hz，根据式 (1) 和式 (2) 可得，引压管造成的幅值误差为 0.64%，相位延迟约为 0.1°。因此，在动态压力的处理中引压管引入的误差忽略不计。

2.3 相同步火焰激光可视化测量

多喷嘴火焰振荡燃烧相同步测量系统如图 4 所示，主要包括平面激光诱导荧光 (PLIF) 系统和信号触发系统。实验所用的 PLIF 系统由泵浦激光器、染料激光器、激光光路、ICCD 相机及同步控制装置组成。实验中由 Nd：YAG 激光器产生波长为 532 nm 的脉冲激光，经染料激光器和倍频晶体后波长变为 281.2 nm，经过由凸透镜、圆柱透镜组成的透镜组后形成宽度 100 mm、厚约 0.8 mm 的片光，片光水平经过多喷嘴燃烧器的三个喷嘴中心轴线，在与片光垂直方向上安装有 ICCD 相机接收火焰荧光信号。通过 DG535 同步器调整延时，使 ICCD 在曝光时间内能完整捕捉到该脉冲激光所激发的 OH 荧光信号。ICCD 相机的分辨率为 1024×1024，拍摄范围为 70 mm×70 mm。

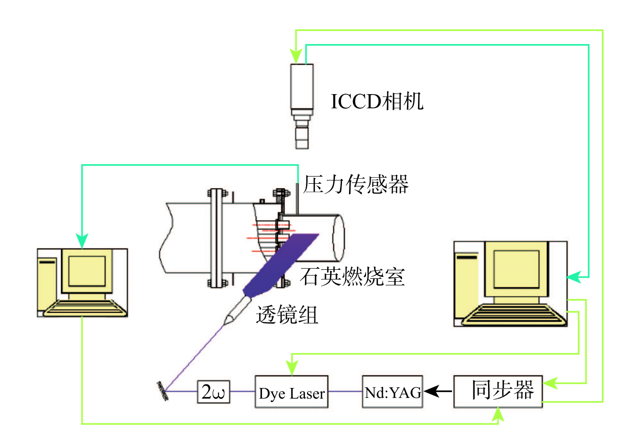


图 4 振荡燃烧相同步 PLIF 测量系统示意图

Fig. 4 Schematic of the phase-locked PLIF system for combustion oscillation

PLIF 的激光脉冲频率为 10 Hz，而振荡燃烧的频率一般在 30~1000 Hz，由于受到激光脉冲频率和 ICCD 相机拍摄频率的限制，无法通过连续拍摄的方法得到振荡燃烧在一个周期内的全部变化过程。不过如果振荡过程具有较好的周期重复性，就可以通过基于压力的相位同步拍摄不同周期上顺序的火焰结构，得到振荡周期内不同相位上的火焰信息。

同步拍摄时首先采集燃烧室压力脉动信号，对脉动信号进行实时滤波和频谱分析，确定振荡燃烧的主频 f 和压力脉动幅值，如图 5 所示。根据压力脉动幅值设定一个合理的压力触发阀值 p_0，当压力脉动超过 p_0 后，由同步触发板卡向 PLIF 同步器产生一个 +5 V 的脉冲信号，触发 PLIF 系统进行同步拍摄，此相位记录为 0 相位。这样进行连续拍摄，获得该相位上 50 幅有效瞬态 OH-PLIF 图像。相位 0 拍摄完成后通过设置触发延迟时间 Δt 对下一个相位的火焰进行拍摄，其中 $\Delta t = 1/(fN)$，N 为振荡燃烧所需拍摄的相位数。这样就可以得到振荡燃烧周期内顺序相位上 OH 浓度分布和火焰结构。

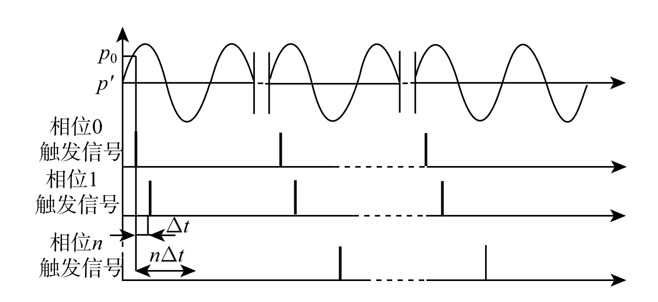


图 5 压力脉动信号及相同步触发信号

Fig. 5 Pressure oscillations and phase-locked triggering signal sequences

3 实验结果与讨论

3.1 自激振荡燃烧频谱特性

图 6 为振荡燃烧的压力脉动 p' 及相应的频谱分析。从图 6(a) 中可以看出，燃烧室内发生了明显的压力脉动，图 6(b) 中频谱分析的结果显示压力脉动存在一个明显的振荡主频，频率为 41 Hz，对应的压力脉动幅值 A_p=1370 Pa。空气入口的压力也存在脉动，且空气入口的压力脉动频率与燃烧室压力频谱分析的结果一致，不过空气入口的压力脉动的幅值远小于燃烧室的压力脉动幅值。

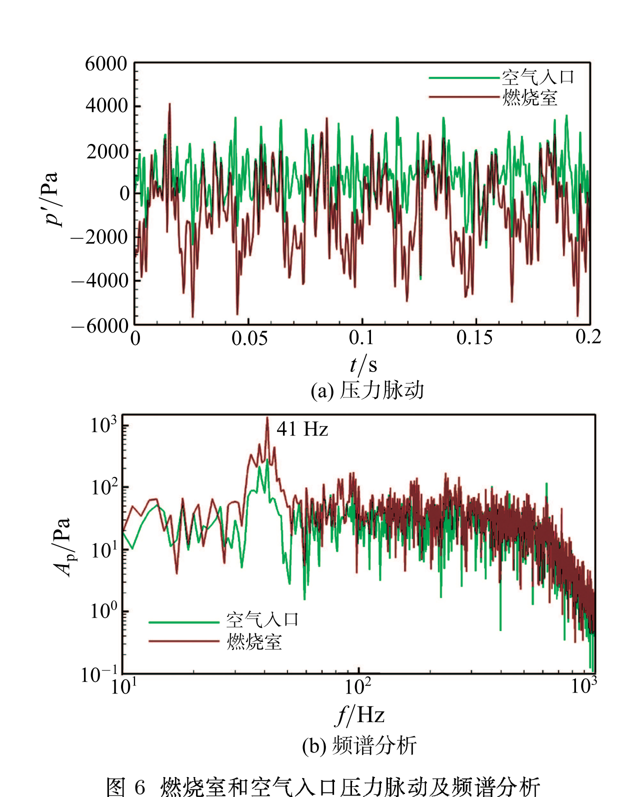


图 6 燃烧室和空气入口压力脉动及频谱分析

Fig. 6 Pressure fluctuations and spectra in the combustor and air inlet

从图 6 中可以看出实际采集的压力信号脉动不规整，不能直接用于触发系统的同步拍摄，因此，需要对原始信号进行实时滤波。实验过程中首先对压力脉动进行切比雪夫实时滤波，滤波带通为振荡燃烧主频附近的 ±20 Hz，得到的燃烧室压力波动及喷嘴前后压差 ΔP(燃烧室入口压力与燃烧室压力之差) 如图 7 所示。可以看出滤波后燃烧室的压力脉动明显、波形规则。喷嘴前后压差也发生周期性波动，波动的频率与燃烧室压力脉动的频率一致。从图 7 中还可以看出，在振荡燃烧周期的某个时间段内喷嘴压差为负值，即喷嘴出口侧的压力反而比喷嘴空气入口压力高。这个负压差将会导致喷嘴出口气流在某个一段时间内发生回流，引起回火。在实际燃气轮机运行中，周期性的回火将烧蚀喷嘴，对喷嘴组件造成破坏。

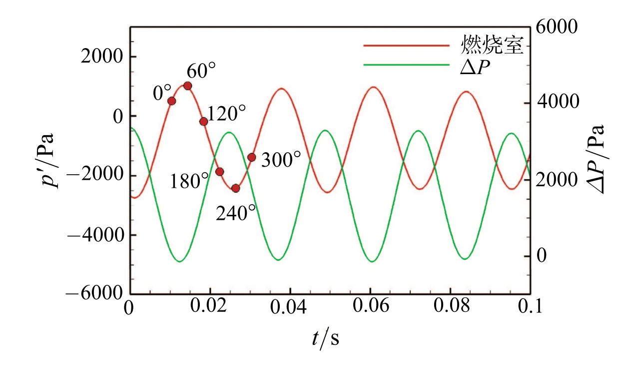


图 7 滤波后燃烧室压力、喷嘴前后压差脉动规律及相位分布

Fig. 7 Filtered pressure oscillations in the combustor and pressure drop with the corresponding assigned phase angles

实验中取延迟时间 $t = \dfrac{1000}{41 \times 12}\,\text{ms} = 2\,\text{ms}$，即对振荡燃烧进行了 12 个相位的相同步拍摄，各个相位的分布如图 7 所示。可以看出，0°～60° 相位时，燃烧室压力逐渐增加到最大值，60° 相位时燃烧室压力达到最大，此时喷嘴压差处于负值。60°～240° 相位时燃烧室压力逐渐降低，喷嘴前后压差逐渐增加。240° 相位时，燃烧室压力接近最小值，此时喷嘴前后压差达到最大。240°～0° 相位时燃烧室压力开始上升，喷嘴前后压差逐渐减小。

3.2 多喷嘴火焰动态特性

图 8 为一个振荡周期内不同相位上平均 OH 浓度分布。图中左侧为外侧喷嘴火焰，右侧为中心喷嘴火焰。红色曲线为 OH 浓度梯度最大值连线，用于表征火焰锋面。可以看出振荡过程中火焰结构发生了明显的波动。0° 相位和 60° 相位时，外侧喷嘴火焰和中心喷嘴火焰均附着于喷嘴出口，且在 60° 相位上 OH 浓度达到最大，燃烧反应最为剧烈。在这个过程中，喷嘴前后压差处于负值，火焰回流至喷嘴内部，引发回火。180° 相位和 240° 相位时，外侧喷嘴火焰与中心喷嘴火焰均悬浮于喷嘴上方，在干涉区内 OH 浓度接近 0，意味着在这个区域发生局部熄火，不过在其他相位上该区域被重新点燃。火焰在该区域的局部熄火与重新点燃将导致局部热释放发生波动，该波动与压力脉动相耦合就会激发振荡燃烧。对比中心喷嘴火焰和外侧喷嘴火焰可以看出，中心喷嘴火焰的 OH 浓度始终低于外侧喷嘴火焰，说明中心喷嘴火焰的燃烧反应强度比中心喷嘴火焰低。

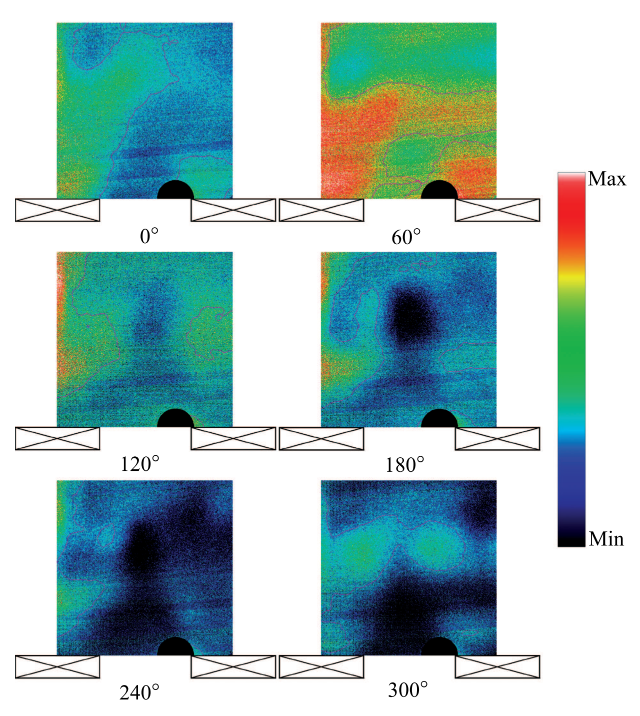


图 8 一个振荡周期内多喷嘴火焰相位平均 OH 浓度分布

Fig. 8 Phase-averaged OH distributions of the multi-nozzle flame in one oscillation period

图 9 为自激振荡燃烧过程中火焰推举高度 H 随相位的变化规律，推举高度定义为喷嘴中心轴线上 OH 浓度最大值的位置与喷嘴出口的距离。由于 0° 相位到 60° 相位时发生回火，因此未能给出该过程中的推举高度。60° 相位到 120° 相位时，火焰推举高度逐渐增加，在 120° 相位时火焰的推举高度最大。120° 相位到 360° 相位 (0° 相位) 时，火焰推举高度随着相位的增加逐渐缩小，即火焰逐渐向喷嘴靠近，直至下一个 0° 相位时发生回火。

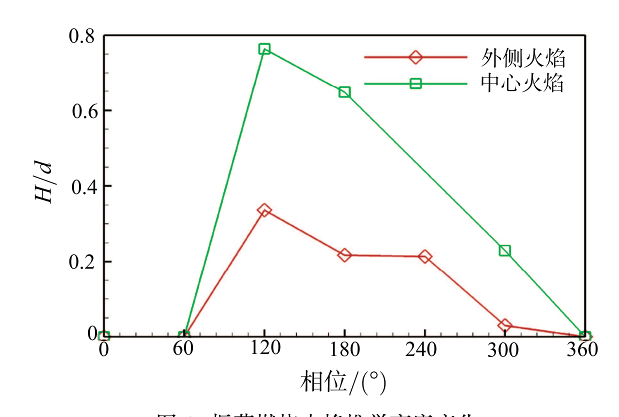


图 9 振荡燃烧火焰推举高度变化

Fig. 9 Flame liftoff height variations during combustion oscillation

从图 9 中还可以看出，由于中心喷嘴气流受到外侧喷嘴气流的推挤作用，导致在燃烧振荡的过程中中心喷嘴火焰的推举高度始终大于外侧喷嘴火焰。

对于预混火焰由于局部反应速率变化率相对较小，因此可以采用 OH 浓度近似表征火焰的热释放率 [12–14]。图 10 为多喷嘴火焰整体热释放 q_g'、中心喷嘴火焰热释放 q_o'、外侧喷嘴火焰热释放 q_c' 和压力脉动 p' 随相位的变化情况。其中，多喷嘴火焰整体热释放为多喷嘴火焰 OH 浓度值之和，中心喷嘴火焰和外侧喷嘴火焰热释放分别为中心火焰和外侧火焰 OH 浓度之和。可以看出，多喷嘴火焰热释放脉动和燃烧室压力脉动的相位差在 90° 以内，热释放最大值出现在压力脉动最大值附近，热释放最小值出现在压力最小值附近，满足瑞利准则。说明火焰的自激振荡燃烧是不稳定的热释放和压力脉动耦合的结果。中心喷嘴火焰热释放低于外侧喷嘴火焰热释放，不过两者的波动基本同步。

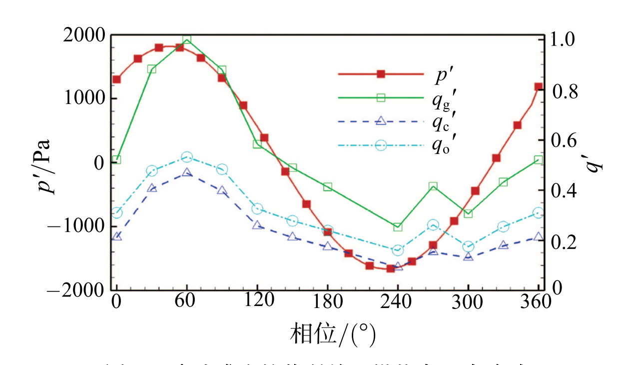


图 10 多喷嘴火焰热释放和燃烧室压力波动

Fig. 10 Heat release of multi-nozzle flame along with pressure oscillation in the combustor

通常采用瑞利因子 [15] 表征燃烧室内的热释放和压力波动的相互耦合作用。瑞利因子 RI 定义为

$$RI(x,y)=\frac{1}{T}\int_0^T p'q'\mathrm{d}t \tag{3}$$

其中，p' 和 q' 分别为压力脉动和热释放脉动，T 为振荡周期。当 RI 为正值，表示热释放与压力波动同相，此时压力的振荡由持续的不稳定热释放驱动，振荡加强。当 RI 为负值，热释放与压力波动反相，振荡衰减。

图 11 为多喷嘴预混火焰瑞利因子分布。从图中可以看出，对于单个喷嘴火焰，瑞利因子存在正负交替分布的特点。在火焰的根部瑞利因子具有较大正值，同时在火焰尾部也存在瑞利因子大于零的区域，这与 Kang 等人 [7] 的单喷嘴火焰结论基本一致。从图中还可以看出，在相邻火焰相互干涉区，瑞利因子也大于零，说明相邻火焰干涉区内局部火焰熄灭

及重新点燃引起的热释放波动与压力波动的耦合也是引起预混多喷嘴火焰自激振荡燃烧的主要原因。

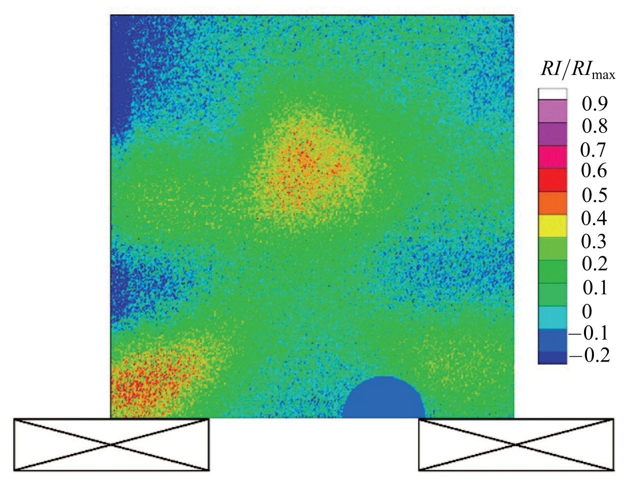


图 11 多喷嘴火焰瑞利因子分布

Fig. 11 Rayleigh index maps of the multi-nozzle flame

4 结 论

本文通过对预混多喷嘴火焰的自激振荡燃烧进行相同步激光可视化研究，得出的结论如下：

1) 预混多喷嘴火焰的热释放与压力脉动相互耦合激发振荡燃烧，压力脉动频率为 41 Hz，幅值为 1370 Pa。

2) 火焰沿着轴向发生周期性跳动，在 0°～60° 相位时，喷嘴发生回火。中心火焰推举高度比外侧火焰高，但燃烧反应强度低于外侧火焰。

3) 相邻火焰相互干涉，在相邻火焰干涉区发生局部熄火与重新点燃，火焰干涉区和火焰根部区的不稳定热释放和压力脉动的耦合是引起预混多喷嘴火焰自激振荡燃烧的主要原因。

参 考 文 献

[1] Lieuwen T, Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience Fundamental Mechanisms and Modeling [M]. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005

[2] Huang Y, Yang V. Effect of Swirl on Combustion Dynamics in a Lean-Premixed Swirl-Stabilized Combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 1775–1782

[3] 张昊, 朱民. 热声耦合振荡燃烧的实验研究与分析 [J]. 推进技术, 2010, 31(6): 730–744
ZHANG Hao, ZHU Min. Experimental Study and Analysis of Thermo-Acoustic Instabilities in Natural Gas Premixed Flames [J]. Journal of Propulsion Technology, 31(6): 730–744

[4] Meier W, Weigand P, Duan X R, et al. Detailed Characterization of the Dynamics of Thermoacoustic Pulsations in a Lean Premixed Swirl Flame [J]. Combustion and Flame, 2007, 150(1/2): 2–26

[5] Temme J E, Allison P M, Driscoll J F. Combustion Instability of a Lean Premixed Prevaporized Gas Turbine Combustor Studied Using Phase-Averaged PIV [J]. Combustion and Flame, 2014, 161(4): 958–970

[6] Huang Y, Ratner A. Experimental Investigation of Thermoacoustic Coupling for Low-Swirl Lean Premixed Flames [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 365–373

[7] Kang D M, Culick F E C, Ratner A. Combustion Dynamics of a Low-Swirl Combustor [J]. Combustion and Flame, 2007, 151(3): 412–425

[8] Aguilar M, Malanoski M, Adhitya G, et al. Helical Flow Disturbances in a Multi-Nozzle Combustor [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2014. Düsseldorf, Germany, 2014, GT2014-26272

[9] Michael T S, Bryan D Q and Janith S, et al. Forced flame response of a lean premixed multi-nozzle can combustor [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2011. British Columbia, Canada, 2011, GT2011-46080

[10] 宋权斌, 房爱兵, 徐纲等. 不同喷嘴结构合成气燃烧室动态特性的实验研究 [J]. 工程热物理学报, 2011, 32(6): 1053–1057
SONG Quanbin, FANG Aibing, XU Gang, et al. Experimental Investigation of Dynamic Characteristics of Syngas-Burned Combustors with Different Nozzles [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(6): 1053–1057

[11] Szedlmayer M T, Quay B D, Samarasinghe J, et al. Forced Flame Response of a Lean Premixed Multi-nozzle Can Combustor [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2011. British Columbia, Canada, 2011, GT2011-46080

[12] Saito T, Kimura Y, Sasano Y, et al. Measurement of Flame Dynamics of a Gas Turbine Combustor by Using Optical Method [C]//Asian Congress on Gas Turbines 2014. Seoul, Korea, 2014, ACGT2014-0093

[13] Emadi M, Burkhalter M W, Salameh T, et al. Examination of Thermo-Acoustic Instability in a Low Swirl Burner [C]//Spring Technical Meeting of the Central States Section of the Combustion Institute, Dayton, Ohio, USA, 2012

[14] Yilmaz I, Ratner A, Ilbas M, et al. Experimental Investigation of Thermoacoustic Coupling Using Blended Hydrogen–Methane Fuels in a Low Swirl Burner [J]. Hydrogen Energy, 2010, 35(1): 329–336

[15] Tachibana S, Saito K, Yamamoto T, et al. Experimental and Numerical Investigation of Thermo-Acoustic Instability in a Liquid-Fuel Aero-Engine Combustor at Elevated Pressure: Validity of Large-Eddy Simulation of Spray Combustion [J]. Combustion and Flame, 2015, 162(6): 2621–2637